

## **Оптимизация режимных показателей батарейных БПЛА с дифференциальным сбросом веса полезной нагрузки**

**Асланова А.Б.**

*Институт космических исследований природных ресурсов Национального  
аэрокосмического агентства,*

*ул. С.С. Ахундова, 1, Баку, AZ1106, Азербайджан*

*e-mail: [aslanova.a.b.@mail.ru](mailto:aslanova.a.b.@mail.ru)*

***Статья поступила 04.07.2021***

### **Аннотация**

Очевидно, что расширение сферы применения БПЛА, оборудованных электрическими двигателями и батарейками (аккумуляторами) может вызвать необходимость учета фактора изменения веса в течение полета. К таким типам выполняемых задач беспилотниками можно отнести дифференцированную доставку полезного груза (распыление химикатов для уничтожения сельскохозяйственных вредителей, сброс воды в зоне лесных пожаров, сброс химических веществ для образования дождевых капель и т.д.). Таким образом, актуализируется вопрос об оптимизации режимных параметров БПЛА с учетом динамического изменения суммарного веса беспилотника в ходе полета. В статье сформулирована и решена задача определения оптимальной зависимости скорости полета БПЛА от веса батарейного беспилотника в режиме дифференциального сброса полезной нагрузки. Критерием оптимизации является условие минимизации среднеинтегральной величины силы преодоления аэродинамического сопротивления.

Показано, что оптимальная величина скорости полета батарейного беспилотника при этом прямо пропорциональна  $1/3$  степени веса БПЛА и обратно пропорционально  $2/3$  степени плотности воздуха.

**Ключевые слова:** батарейный беспилотник, полезная нагрузка, оптимизация, целевой функционал, аэродинамическое сопротивление.

## 1. Введение

Следует отметить, что проблема обеспечения оптимального режима полета БПЛА с динамически изменяющимся весом классически рассматривался применительно к беспилотникам снабженным двигателями внутреннего сгорания [1-4]. Вместе с тем, общая тенденция снабжения БПЛА электрическими батареями неуклонно растет [5-8]. В настоящее время ведутся широкомасштабные работы по усовершенствованию функциональных показателей различных типов электрических батарей [9-13]. Область применения БПЛА в целом неуклонно расширяется, что приводит к необходимости решения ряда насущных технологических задач [14-19]. Применительно к БПЛА, снабженным с электрическими двигателями и батарейками (аккумуляторами) возникает необходимость учета фактора изменения веса при реализации режима удаления отработанных батарей в течение полета. К типам выполняемых задач беспилотниками, в которых происходит изменение веса БПЛА можно отнести дифференцированную доставку полезного груза (распыление химикатов для уничтожения сельскохозяйственных вредителей, сброс воды в зоне

лесных пожаров, сброс химических веществ для образования дождевых капель и т.д). В перспективном плане, возможен участок трассы полета БПЛА, где вес беспилотника растет из-за осуществления дозаправки в воздухе. Таким образом, актуализируется вопрос об оптимизация режимных параметров БПЛА с учетом динамического изменения суммарного веса беспилотника в ходе полета.

Данный вопрос в той иной постановке рассматривался, например, в работах [1-4, 20, 21].

Как отмечается в работе [1], уменьшение взлетного веса БПЛА на величину 1.8% может привести к увеличению длины полета на 1.09% и максимальной длительности полета на 1.03%.

Согласно работе [2], реализация дозаправки БПЛА в воздухе, позволяет заменить этим образом двух или трех беспилотников, выполняющих ту же задачу.

Как отмечается в работе [3], существует концепция удаления отработанных батарей, реализация которой может привести к увеличению длительности полета БПЛА, т.к. при этом уменьшается вес БПЛА.

Как отмечается в работе [4], если время полета является независимой величиной, то в случае изменения веса беспилотника в диапазоне от  $W_{TO}$  до  $W_L$ , расстояние полета может быть вычислено по следующей формуле

$$R = \int_{W_{TO}}^{W_L} \frac{V}{C} \cdot \frac{C_L}{C_D} \cdot \frac{dW}{W} \quad (1)$$

где  $V$  – скорость полета;  $C_L$  – коэффициент подъема;  $C_D$  – коэффициент аэродинамического сопротивления,  $W$  – вес беспилотника;  $C$  – коэффициент потребления топлива.

Если считать расстояние полета независимой величиной, получим [4]

$$T = \int_{W_{To}}^{W_L} \frac{1}{C} \cdot \frac{C_L}{C_D} \cdot \frac{1}{W} dW \quad (2)$$

Формулы (1), (2) называются формулами Прокуета [4].

Отметим, что подобный вопрос также рассматривался в работе [20]. Согласно этой работе, сила, необходимая для парения в воздухе (в Ваттах), определяется по формуле

$$P_h = k_h \frac{W^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2\rho A}} \quad (3)$$

где  $P_h$  – сила, необходимая для парения (в Ваттах);  $W=mg$ ; вес беспилотника (в Ньютонах);  $A$  – эффективная площадь лопастей пропеллера;  $\rho$  – плотность воздуха;  $k_h$  – специфический технологический коэффициент.

Подводя итог краткому обзору научно – технических мер по учету фактора уменьшения веса в ходе полета БПЛА отметим, что данный вопрос применительно к беспилотникам с электрическим питанием разработан недостаточно полно. С учетом этого, далее излагается предлагаемая методика оптимизации батарейных БПЛА с динамически изменяемым весом в полете.

## 2. Предлагаемый метод

В качестве основы для разработанного метода оптимизации рассмотрим математический аппарат, изложенный в [21].

Согласно [21], при устойчивом полете БПЛА, сила  $P_r$  необходимая для преодоления аэродинамического сопротивления  $D$  при заданной скорости полета  $V$  определяется следующим образом:

$$P_r = D \cdot V \quad (4)$$

Сила трения при условии несжимаемого потока воздуха определяется как

$$C = C_0 + kC_L^2 \quad (5)$$

где  $C_0$  – сила трения при нулевой силе подъема из-за трения об обшивку;  $kC_L^2$  – сила торможения при ненулевой силе подъема из-за турбулентного трения.

Сила преодоления аэродинамического сопротивления с учетом (5) определится как

$$D = qS(C_0 + kC_L^2) \quad (6)$$

где  $q$  – динамического давление;  $S$  – опорная площадь.

Если предположить, что для устойчивого полета должно быть выполнено условие

$$L = W \quad (7)$$

где  $L$  – сила подъема;  $W$  – вес БПЛА., то с учетом

$$L = 0.5 \cdot \rho V^2 S \cdot C_L \quad (8)$$

где  $\rho$  – плотность воздуха;  $C_L$  – коэффициент подъема, получим

$$P_r = \frac{1}{2} \cdot \rho V^2 S \cdot C_0 + \frac{2W^2 k}{\rho V S} \quad (9)$$

Далее рассмотрим случай, когда вес БПЛА в ходе полета уменьшается от  $W_{\max}$  до  $W_{\min}$ . При этом в БПЛА имеется контроллер, изменяющий скорость полета в зависимости от веса БПЛА.

Введем на рассмотрение новый показатель – среднеинтегральную величину  $P_r$ , определяемую как

$$P_{r.u} = \int_{W_{\min}}^{W_{\max}} \left[ \frac{1}{2} \rho V^2 S C_0 + \frac{2W^2 k}{\rho V S} \right] dW \quad (10)$$

С учетом искомой оптимальной зависимости

$$V = f(W)_{opt}$$

целевой функционал оптимизации выразим как

$$P_{r.u} = \frac{1}{W_{\max} - W_{\min}} \int_{W_{\min}}^{W_{\max}} \left[ \frac{1}{2} \rho f^2(W) S C_0 + \frac{2W^2 k}{\rho f(W) S} \right] dW \quad (11)$$

Для решения оптимизационной задачи вычислим  $f(W)$ , удовлетворяющую следующему условию (далее условно считаем, что  $W_{\min}=0$ ).

$$\frac{d \left\{ \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot f^2(W) SC + \frac{2W^2 k}{\rho \cdot f(W) \cdot S} \right\}}{df(W)} = 0 \quad (12)$$

Из (12) получаем

$$\rho \cdot f(W) = \frac{4Wk}{\rho \cdot f^2(W) \cdot S} \quad (13)$$

Из (13) находим

$$f^3(W) = \frac{4Wk}{S^2 \cdot C_0 \cdot \rho^2} \quad (14)$$

Из (14) окончательно напишем

$$f(W) = \sqrt[3]{\frac{4Wk}{S^2 C_0 \rho^2}} \quad (15)$$

Таким образом, при выполнении условия (15) сила  $P_T$  достигает экстремальной величины. Для определения типа экстремума вычислим следующее выражение

$$\gamma = \frac{d^2 \left\{ \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot f^2(W) SC + \frac{2W^2 k}{\rho \cdot f(W) \cdot S} \right\}}{df(W)^2} \quad (16)$$

Нетрудно показать, что показатель  $\gamma$  всегда имеет положительный знак, т.е. функционал (11) при решении (15) достигает минимального значения.

### 3. Заключение

Таким образом, рассмотрена задача определения оптимальной зависимости скорости полета БПЛА от веса беспилотника, при которой среднеинтегральная величина силы преодоления аэродинамического сопротивления, достигла бы минимальной величины.

Показано, что оптимальная величина скорости полета прямо пропорциональна  $1/3$  степени веса БПЛА и обратно пропорционально  $2/3$  степени плотности воздуха.

### Библиографический список

1. Valencia E., Hidalgo V., Calle O. Weight and performance methodology of an UAV at cruise condition for precision agriculture // AIAA propulsion and Energy Forum, 10-12 July 2017, Atlanta, GA. DOI: [10.2514/6.2017-4868](https://doi.org/10.2514/6.2017-4868)
2. Grant R. Technical advances have the air force on the verge of refueling operations with no human present // AIR Force magazine, March 2012, pp. 36 - 40.
3. Chang T., Yu H. improving electric powered UAVs endurance by incorporating battery dumping concept // Procedia Engineering, APISAT2014, 2015, vol. 99, pp. 168 - 179. DOI: [10.1016/j.proeng.2014.12.522](https://doi.org/10.1016/j.proeng.2014.12.522)
4. Nygren C. K. P., Schulz M. R. R. Breguets formulas for aircraft range & endurance an applications of integral calculus // ASEE Annual Conference Proceedings, 1996. URL: <https://peer.asee.org/5901>

5. Kyrkou C., Timotheou S., Kolios P., Theocharides T., Panayiotou C. Drones: Augmenting our quality of life // IEEE Potentials, 2019, vol. 38, no. 1, pp. 30 – 36. DOI: [10.1109/MPOT.2018.2850386](https://doi.org/10.1109/MPOT.2018.2850386)
6. Donato T., Ficarella A., Spedicato L., Arista A., Ferraro M. A new approach to calculating endurance in electric flight and comparing fuel cells and batteries // Applied Energy, 2017, vol. 187, pp. 807 - 819. DOI: [10.1016/j.apenergy.2016.11.100](https://doi.org/10.1016/j.apenergy.2016.11.100)
7. Bongiorno E., Mastroianni F., Tomaselli M., Monopoli V.G., Naso D. Model and energy management system for a parallel hybrid electric unmanned aerial vehicle // IEEE 26th International Symposium on Industrial Electronics (ISIE). Edinburgh, United Kingdom, 2017, pp. 1868 - 1873. DOI: [10.1109/ISIE.2017.8001534](https://doi.org/10.1109/ISIE.2017.8001534)
8. Xie Y., Savvaris A., Tsourdos A. Fuzzy logic based equivalent consumption optimization of a hybrid electric propulsion system for unmanned aerial vehicles // Aerospace Science and Technology, 2019, vol. 85, pp. 13 - 23. DOI: [10.1016/j.ast.2018.12.001](https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.12.001)
9. Jung S., Jeong H. Extended Kalman filter-based state of charge and state of power estimation algorithm for unmanned aerial vehicle Li-Po battery packs // Energies, 2017, no. 10 (8), pp. 1237. URL: <https://doi.org/10.3390/en10081237>
10. Damay N., Forgez C., Bichat M.P., Friedrich G. Thermal modeling of large prismatic LiFePO<sub>4</sub>/graphite battery. Coupled thermal and heat generation models for characterization and simulation // Journal of Power Sources, 2015, no. 283, pp. 37 - 45. DOI: [10.1016/j.jpowsour.2015.02.091](https://doi.org/10.1016/j.jpowsour.2015.02.091)

11. Yang X-H, Tan SC, He ZZ, Zhou YX, Liu J. Evaluation and optimization of low melting point metal PCM heat sink against ultrahigh thermal shock // Applied Thermal Engineering, 2017, no. 119, pp. 34 - 41. DOI: [10.1016/j.applthermaleng.2017.03.050](https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2017.03.050)
12. Zhu C, Li X, Song L, Xiang L. Development of a theoretically based thermal model for lithium ion battery pack // Journal of Power Sources, 2013, no. 223, pp. 155 - 164. DOI: [10.1016/j.jpowsour.2012.09.035](https://doi.org/10.1016/j.jpowsour.2012.09.035)
13. Karimi G, Li X. Thermal management of lithium-ion batteries for electric vehicles // International Journal of Energy Research, 2013, no. 37 (1), pp. 13 - 24. DOI: [10.1002/er.1956](https://doi.org/10.1002/er.1956)
14. Трохов Д.А., Туркин И.К. К вопросу проектирования беспилотного летательного аппарата для решения разведывательных задач на море // Труды МАИ. 2014. № 78. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=53735>
15. Старовойтов Е.И. Характеристики лазерных локационных систем для коррекции бесплатформенной инерциальной навигационной системы беспилотных летательных аппаратов // Труды МАИ. 2018. № 102. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=98911>
16. Антонов Д.А., Жарков М.В., Кузнецов И.М., Лунев Е.М., Пронькин А.Н. Определение навигационных параметров беспилотного летательного аппарата на базе фотоизображения и инерциальных измерений // Труды МАИ. 2016. № 91. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=75632>

17. Нуриев М.Г. Физическое моделирование помехоустойчивости электронных средств беспилотного летательного аппарата // Труды МАИ. 2018. № 102. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=99074>
18. Бухалев В.А., Болдинов В.А. Фильтрация сигналов при низкочастотных помехах в измерительного – информационных системах беспилотных летательных аппаратов // Труды МАИ. 2017. № 97. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=87283>
19. Ронжин А.Л., Нгуен В.В., Соленая О.Я. Анализ проблем разработки беспилотных летательных манипуляторов и физического взаимодействия БЛА с наземными объектами // Труды МАИ. 2018. № 98. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=90439>
20. Figliozzi M. Modeling the sustainability of small unmanned aerial vehicles technologies. Final report. 2018, URL: [https://pdxscholar.library.pdx.edu/cengin\\_fac/474/](https://pdxscholar.library.pdx.edu/cengin_fac/474/)
21. Traub L. W. Range and endurance estimates for battery-powered aircraft // Journal of Aircraft, 2011, vol. 48, no. 2, pp. 703 – 707. DOI:[10.2514/1.C031027](https://doi.org/10.2514/1.C031027)

## **Mode indices optimization of battery powered unmanned aerial vehicles with differential payload shedding**

**Aslanova A.B.**

*Institute for Space Research of Natural Resources National Aerospace Agency,*

*1, S.S. Akhundov str., Baku, AZ1106, Azerbaijan*

*e-mail: [aslanova.a.b.@mail.ru](mailto:aslanova.a.b.@mail.ru)*

### **Abstract**

The problem of provision of optimum flight regime of UAV with dynamically changing weight was considered in regard of UAV equipped with internal combustion engines. Expansion of the scope of application of UAVs equipped with electric motors and batteries (accumulators) may cause the need to take into account the factor of weight changes during the flight. Technologically, this may be caused by the need to remove used batteries or perform some specific tasks. These types of tasks performed by drones include differentiated delivery of payload (spraying chemicals to destroy agricultural pests, dumping water in the forest fire zone, dumping chemicals to form raindrops, etc.). In the long term, a section of the UAV flight path is also possible, where the weight of the drone increases due to the implementation of refueling in the air. Thus, the issue of optimizing the operating parameters of the UAV is being updated, taking into account the dynamic change in the total weight of the UAV during the flight. It should be noted that this question in regard of battery powered UAV is developed not completely. The article formulates and solves the problem of determining the optimal dependence of the UAV flight speed on the weight of a battery-powered drone in the mode of differential payload reset. The optimization criterion is the condition for minimization the average integral

value of the aerodynamic drag overcoming force. The task is solved using non-conditional variation optimization method in line with Euler equation and Lagrange multiplier.

It is shown that the optimal value of the flight speed of a battery-powered drone is directly proportional to  $1/3$  of the weight of the UAV and inversely proportional to  $2/3$  of the air density.

**Keywords:** battery-powered unmanned aerial vehicle (UAV), payload, optimization, objective functional, aerodynamic drag.

### References

1. Valencia E., Hidalgo V., Calle O. Weight and performance methodology of an UAV at cruise condition for precision agriculture. AIAA propulsion and Energy Forum. 10-12 July 2017, Atlanta, GA. DOI: [10.2514/6.2017-4868](https://doi.org/10.2514/6.2017-4868)
2. Grant R. Technical advances have the air force on the verge of refueling operations with no human present, *AIR Force magazine*, March 2012, pp. 36 - 40.
3. Chang T., Yu H. improving electric powered UAVs endurance by incorporating battery dumping concept, *Procedia Engineering*, APISAT2014, 2015, vol. 99, pp. 168 - 179. DOI: [10.1016/j.proeng.2014.12.522](https://doi.org/10.1016/j.proeng.2014.12.522)
4. Nygren C. K. P., Schulz M. R. R. Breguets formulas for aircraft range & endurance an applications of integral calculus, *ASEE Annual Conference Proceedings*, 1996. URL: <https://peer.asee.org/5901>

5. Kyrkou C., Timotheou S., Kolios P., Theocharides T., Panayiotou C. Drones: Augmenting our quality of life, *IEEE Potentials*, 2019, vol. 38, no. 1, pp. 30 – 36. DOI: [10.1109/MPOT.2018.2850386](https://doi.org/10.1109/MPOT.2018.2850386)
6. Donateo T., Ficarella A., Spedicato L., Arista A., Ferraro M. A new approach to calculating endurance in electric flight and comparing fuel cells and batteries, *Applied energy*, 2017, vol. 187, pp. 807 - 819. DOI: [10.1016/j.apenergy.2016.11.100](https://doi.org/10.1016/j.apenergy.2016.11.100)
7. Bongermينو E., Mastrorocco F., Tomaselli M., Monopoli V.G., Naso D. Model and energy management system for a parallel hybrid electric unmanned aerial vehicle, *IEEE 26th International Symposium on Industrial Electronics (ISIE)*. Edinburgh, United Kingdom, 2017, pp. 1868 - 1873. DOI: [10.1109/ISIE.2017.8001534](https://doi.org/10.1109/ISIE.2017.8001534)
8. Xie Y., Savvaris A., Tsourdos A. Fuzzy logic based equivalent consumption optimization of a hybrid electric propulsion system for unmanned aerial vehicles, *Aerospace Science and Technology*, 2019, vol. 85, pp. 13 - 23. DOI: [10.1016/j.ast.2018.12.001](https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.12.001)
9. Jung S, Jeong H. Extended Kalman filter-based state of charge and state of power estimation algorithm for unmanned aerial vehicle Li-Po battery packs, *Energies*, 2017, no. 10 (8), pp. 1237. URL: <https://doi.org/10.3390/en10081237>
10. Damay N, Forgez C, Bichat M.P., Friedrich G. Thermal modeling of large prismatic LiFePO<sub>4</sub>/graphite battery. Coupled thermal and heat generation models for characterization and simulation, *Journal of Power Sources*, 2015, no. 283, pp. 37 - 45. DOI: [10.1016/j.jpowsour.2015.02.091](https://doi.org/10.1016/j.jpowsour.2015.02.091)

11. Yang X-H, Tan SC, He ZZ, Zhou YX, Liu J. Evaluation and optimization of low melting point metal PCM heat sink against ultrahigh thermal shock, *Applied Thermal Engineering*, 2017, no. 119, pp. 34 - 41. DOI: [10.1016/j.applthermaleng.2017.03.050](https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2017.03.050)
12. Zhu C, Li X, Song L, Xiang L. Development of a theoretically based thermal model for lithium ion battery pack, *Journal of Power Sources*, 2013, no. 223, pp. 155 - 164. DOI: [10.1016/j.jpowsour.2012.09.035](https://doi.org/10.1016/j.jpowsour.2012.09.035)
13. Karimi G, Li X. Thermal management of lithium-ion batteries for electric vehicles, *International Journal of Energy Research*, 2013, no. 37 (1), pp. 13 - 24. DOI: [10.1002/er.1956](https://doi.org/10.1002/er.1956)
14. Trokhov D.A., Turkin I.K. K voprosu proektirovaniya bespilotnogo letatel'nogo apparata dlya resheniya razvedyvatel'nykh zadach na more, *Trudy MAI*, 2014, no. 78. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=53735>
15. Starovoitov E.I. *Trudy MAI*, 2018, no. 102. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=98911>
16. Antonov D.A., Zharkov M.V., Kuznetsov I.M., Lunev E.M., Pron'nkin A.N. *Trudy MAI*, 2016, no. 91. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=75632>
17. Nuriev M.G. *Trudy MAI*, 2018, no. 102. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=99074>
18. Bukhalev V.A., Boldinov V.A. *Trudy MAI*, 2017, no. 97. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=87283>
19. Ronzhin A.L., Nguen V.V., Solenaya O.Ya. *Trudy MAI*, 2018, no. 98. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=90439>

20. Figliozzi M. *Modeling the sustainability of small unmanned aerial vehicles technologies. Final report.* 2018, URL: [https://pdxscholar.library.pdx.edu/cengin\\_fac/474/](https://pdxscholar.library.pdx.edu/cengin_fac/474/)
21. Traub L. W. Range and endurance estimates for battery-powered aircraft, *Journal of Aircraft*, 2011, vol. 48, no. 2, pp. 703 – 707. DOI: [10.2514/1.C031027](https://doi.org/10.2514/1.C031027)